

检测滤波器在 FADEC 系统 传感器 FDI 中的应用研究

北京航空航天大学 杜宽文* * 张洪钺 王玉麟

【摘要】 研究将检测滤波器应用于全权限航空发动机控制系统 (FADEC) 的传感器故障检测和隔离 (FDI)。完整设计了针对于某型 FADEC 系统传感器的检测滤波器系统, 然后利用非线性发动机模型进行了仿真。数字仿真结果表明, 检测滤波器是十分有效的。

主题词: 航空发动机 故障检测 检测滤波器 线性系统 传感器

分类号: V233.7 V241.7

1 检测滤波器的设计

航发采用 FADEC 系统之后, 如何保证可靠性成为一个关键问题。特别是 FADEC 中许多传感器, 大都工作在高温、高压、强振动的恶劣环境中, 因此, 必须首先保证传感器可靠性。事实证明, 单从工艺设计上提高传感器的可靠性是十分有限的, 必须使 FADEC 系统具备传感器 FDI 的能力。检测滤波器 (DF) 是一种 FDI 的有效方法。本文在文献 [1, 2] 的基础上, 针对文献 [3] 中提供的发动机数学模型进行 DF 设计和仿真。

设动态线性系统为

$$\begin{aligned} \dot{X} &= AX + Bu \\ Y_d &= CX \end{aligned} \quad (1)$$

$X \in R^n$ 、 $Y_d \in R^s$ 、 $u \in R^m$ 、 A 、 B 、 C 有相应维数。DF 实际上是一种线性观测器, 其状态方程见式 (2), 其中 D 为

检测增益, 自然 $D \in R^{n \times s}$, 相当于状态观测器的增益。闭环结构见图 1。

$$\dot{\hat{X}} = A\hat{X} + Bu_d + D(Y - \hat{Y}), \quad \hat{Y} = C\hat{X} \quad (2)$$

令状态误差 $e = X - \hat{X}$, 输出残差 $\epsilon = Y - \hat{Y}$ 。当第 i 个执行机构故障时:

$$u = u_d + I_i \eta(t) \quad (3)$$

I_i 为第 i 个元为 1 的单位向量, $\eta(t)$ 为任意时间函数, 表示故障大小。

当第 j 个传感器发生故障时, 有

$$Y = CX + I_j \eta(t) \quad (4)$$

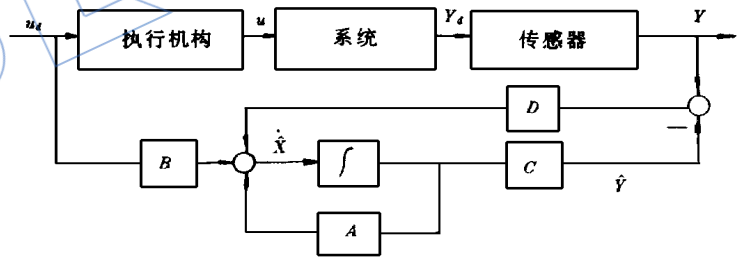


图 1 检测滤波器闭环结构图

于是,当第 i 个执行机构发生故障时,有

$$\dot{e} = (A - DC)e + f_i \eta(t), \quad \epsilon = Ce \quad (5)$$

其中 $f_i = BI_i$ 。设计目的即求 D , 使得当故障发生时, $\epsilon(t)$ 稳态值固定在某一特定线性空间中。当第 i 个执行机构故障时, 使 $\epsilon(t)$ 稳态值在 $f_i = BI_i$ 构成的一维空间中。依次推导, 当第 j 个传感器发生故障时, $\epsilon(t)$ 稳态值位于由 Cd_j, I_j 构成的二维平面上, $d_i = DI_i$ 。于是, 通过检查特定方向上的投影, 即可实现 FDI。另外, 由于用于传感器的 DF 设计可化为执行机构 DF 等效设计, 下文中皆以执行机构 DF 讨论。

定义 1 与 f_i 相联系故障称为可检测的是指存在一个检测增益 D , 使得: (a) $\epsilon(t)$ 稳态值固定在一个唯一输出方向; (b) $G = A - DC$ 的特征值 $\lambda_i, i = 1, \dots, n$ 可任意配置。

引理 1 当且仅当 $\text{rank}(CW) = 1$, 定义 1(a) 被满足。式中 $W = [f_i \quad Gf_i \quad \dots \quad G^{n-1}f_i]$ 。为了保证 DF 存在及简化证明, 假定: (1) (A, C) 可观; (2) $G = A - DC$ 特征值互异, 复根共轭成对; (3) $\text{rank}(DF) = m, F = (f_1, f_2, \dots, f_m)$ 。设 G 相对于 λ_i 的特征向量为 $v_i, i = 1, 2, \dots, n$, 而

$$f_i = \sum_{j=1}^{n_i} \alpha_j^i v_j^i \quad j = 1, 2, \dots, n_i \quad (6)$$

n_i 是相对于 f_i 的 v_j^i 的组个数。

定理 1 当且仅当 Gf_i 与 $Cv_j^i (j = 1, 2, \dots, n_i)$ 共线时, f_i 所对应的故障可检测条件(a)满足。

由(6)得

$$DCf_i = Af_i - \sum_{j=1}^{n_i} \alpha_j^i \lambda_j^i v_j^i \quad (7)$$

令 $Cf_i = Si, Af_i - \sum_{j=1}^{n_i} \alpha_j^i \lambda_j^i v_j^i = Qi$, 则由广义逆定理^[2], 有

$$A - DC = A_i - D_i C_i \quad (8)$$

式中 $A_i = A - QiSi + C, C_i = [I - (Cf_i)(Cf_i)^+]C, D_i$ 为任意阵。

定理 2 如 D_i 满足式(8), 则 $A_i - D_i C_i$ 能够由 D_i 任选而配置的极点数目 $q = \text{rank}(M_i)$

$$M_i = [C_i^T \quad (C_i A_i)^T \quad \dots \quad (C_i A_i^{n-1})^T]^T \quad (9)$$

而余下 $v = n - q$ 个 $A_i - D_i C_i$ 特征值等于相应于 A_i 的特征值, 也是 G 的特征值。

可以证明^[11], (9) 式中 A_i 可用 $K_i = A - Af(Cf_i)^+ C$ 代替。

定义 2 M_i 零空间称为 f_i 的检测空间。

定义 3 f_i 的检测空间维数称为 f_i 的检测阶。

下面讨论对多个故障同时设计一个检测滤波器的情况。

定义 4 如存在一个 D , 对所有 $f_i, i = 1, 2, \dots, m$ 都满足定义 1 中条件, 则称故障向量 $F = (f_1, \dots, f_m)$ 是共同可检测的。

定义 5 由 f_1 和 f_2 所决定的稳态输出误差方向 Cf_1 和 Cf_2 若不平行, 则称 f_1 与 f_2 是可分的。一般地, 对 F 而言, 任二个 f_i 两两不平行, 称 F 输出可分。

引理 2 如果故障向量组 $f_1, f_2, \dots, f_m$ 输出可分, 则对应于每个 f_i 的检测空间是不重叠的。令 $\bar{M} = [\bar{C}^T \quad (\bar{C}\bar{A})^T \quad \dots \quad (\bar{C}\bar{A}^{n-1})^T]^T$ 。式中 $\bar{A} = A - Q_d(CF)^+ C, \bar{C} = [I - (CF)(CF)^+]C, Q_d = [Q_1^T \quad Q_2^T \quad \dots \quad Q_n^T]^T$ 。

定义 6 $\bar{M}$ 的零空间称为 F 的检测空间, $q = \text{rank}(\bar{M}), v = n - q$ 称为 F 的共同检测阶。

可以证明 $\bar{A}$ 可被 $\bar{K}$ 代替, $\bar{K} = A - AF(CF)^+ C$

定理 3 是 D 的设计定理, 是由前推出的, 证明见文献[2]。

定理 3 若系统(1)中, (A, C) 可观, 且故障向量可分, 当 $\sum_{i=1}^m v_i = v$ 时, 可通过下式求 D

$$\begin{bmatrix} \lambda I - A & D \\ C & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_j^i \\ w_j \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ w_j \end{bmatrix} \quad \begin{matrix} i = 1, \cdots, m \\ j = 1, \cdots, v \end{matrix}$$

上述方程求解 D 和 v_j^i 存在且唯一

以上叙述了对执行机构设计 DF 的方法, 在对传感器设计 DF 时, 采用以下方法。

令 $G_i = I_j, f_j^* = Af_j$, 然后对 f_j 及 f_j^* 按前法设计, 则 D 一定满足条件。

2 某型双轴发动机 FADEC 传感器的 FDI

文献[3]中给出了某型发动机非实时非线性仿真模型, 经过小偏差线性化及归一化^[4], 得出了标准线性状态方程如式(1)

$$X = [\bar{n}_L, \bar{n}_H, \bar{m}_f]^T, \quad u = [\bar{A}_9, \bar{g}_f], \quad Y = [\bar{n}_L, \bar{n}_H, \bar{p}_2]$$

式中 $\bar{n}_L$ 为低压转速, $\bar{n}_H$ 为高压转速, $\bar{m}_f$ 为主燃烧室油量, $\bar{A}_9$ 为尾喷口面积, $\bar{g}_f$ 为油量参考输入, $\bar{p}_2$ 为高压压气机出口静压。

$$A = \begin{bmatrix} -1.5581 & 0.6925 & 0.3874 \\ 0.2619 & -2.2228 & 0.2238 \\ 0 & 0 & -10 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 & 1.4710 \\ 0 & 0.0225 \\ 10 & 0 \end{bmatrix}, \quad C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0.5551 & 0 & 0.3060 \end{bmatrix}$$

在进行 DF 设计时, 取 DF 极点为 $[-14, -14, -15]$, 由于 C 满秩, (A, C) 可观, 按前法, 依次设计。对系统 3 个传感器 n_L, n_H, p_2 分别设计 3 个 DF, 分别为 (D_1, D_2, D_3) 。

当第 i 个传感器发生故障, 由检测滤波器原理可知, 滤波器残差固定于 (Cd_i, I_i) 平面上。当残差超过门限时, 只须检测残差与上述平面角度, 便可隔离出故障传感器。

为了简单明了, 本文中采用角度相当值—相关系数作为判断残差在某个故障平面标志。

定义 7 定义相关系

数 $SP(q) = |(r_i^q / r_j^q) / (p_i^q / p_j^q) - 1|^{-1}, q \neq i \neq j; v, j, q \in (1, 2, 3); SP(q)$ 表示第 q 号传感器残差与平面 $(-Cd_i, I_i)$ 接近程度; r_i^q 表示第 q 号传感器残差第 i 个分量, p_i^q 表示 Cd_q 第 i 个分量。

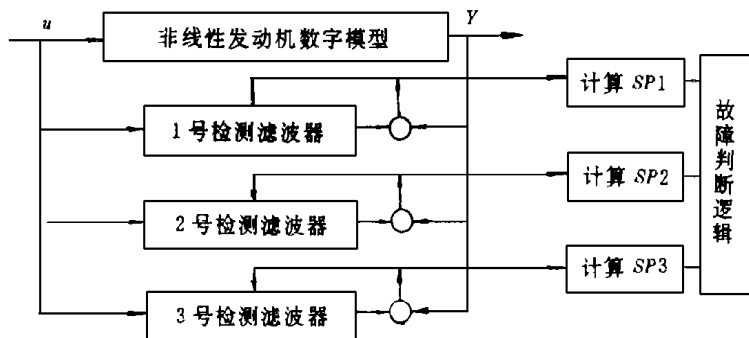


图2 检测滤波器故障检测和隔离框图

3 检测滤波器仿真

仿真框图如图 2。我

们假设了两种故障, 阶跃故障和慢变漂移故障。

(1) 阶跃故障 $Y_i=\begin{cases} C_iX & i=2,3 \\ C_iX+0.02 & i=1 \end{cases}$, 仿真结果见表 1。

表 1 阶跃故障的各传感器相关系数

t	1	5	10	15	20
ΔY_1	0.02	0.02	0.02	0.02	0.02
$SP(1)$	0	50	75	300	300
$SP(2)$	0	0.8	0.1	1.25	1.25
$SP(3)$	0	0.6	0.8	1	1

(2) 慢变漂移故障 $Y_i=\begin{cases} C_iX & i=2,3 \\ C_iX+t\% & i=1 \end{cases}$, 仿真结果见表 2。

表 2 慢变漂移故障时各传感器相关系数

t	1	5	10	15	20
ΔY_1	0	0.05	0.1	0.15	0.2
$SP(1)$	0	500	1000	3000	5000
$SP(2)$	0	0.9	1	1.1	1.2
$SP(3)$	0	0.4	0.5	0.6	0.7

结论 由仿真结果可以看出,检测滤波器对于故障是十分敏感的,而且适于不同的故障模式,设计是成功的,其应用前景十分广阔。

参 考 文 献

1 Beard R V. Failure Accommodation in Linear System Through Self-Recognition. NASA-CR-118314, 1971

2 White J E. Detection Filter Design by Eigenstructure Assignment. Ph. D Thesis, 1985

3 王旭. 双轴涡轮喷气发动机数学模型研究: [硕士论文]. 北京航空航天大学, 1988

4 杜宽文. 航空发动机控制系统传感器故障检测与隔离研究: [硕士论文]. 北京航空航天大学, 1991

(责任编辑 王庆康)

ted curvilinear coordinate system. This software can be used widely for numerical simulation of flow fluid, heat and mass transfer, combustion, radiation in mixed flow with arbitrary boundary shapes. The results for some aeroplanes illustrate that the double convergent walls of the nozzles can intensify the mixing of hot and cold flows, and the violent mixing can greatly reduce the heat radiation flux and the temperature of aeroengine exhaust gas in double-convergent nozzles.

Key words Air breathing engines Numerical simulation Exhaust nozzles
Numerical computation Convective heat transfer

EXPERIMENTAL STUDY ON ATOMIZATION PERFORMANCE OF COAXIAL INJECTORS AT BACK VESSEL PRESSURE

Wu Jinxiang, Liu Weidong, Zhou Mong, Wang Zhenguo

(1st Dept. National University of Defence Technology, Changsha 410078)

Zhuang Fengchen

(Institute of Command Technology CONDST)

ABSTRACT

A MF Laser Scatter Sizer and an experimental system designed by the authors were employed to measure the sprays produced by coaxial injectors of LO_x/LH_2 liquid rocket engines at back pressure in the vessel. Experimental results show that injectors work as both air-blast and pressure nozzles; keeping the air/liquid mass flux ratio (ALR) constant, the atomization performance is improved when the air pressure drop (ΔP_g) is increased; and enhanced back pressure results in bad atomization of the liquid. Experimental correlations between spray mean size (SMD) and its main influential parameters have been obtained by fitting experimental data. Several injectors with different configurations have been investigated and the results obtained from the experiments provide valuable reference for injector design.

Key words Injector Atomization back pressure

APPLICATION OF DETECTION FILTER TO SENSOR FAULT DETECTION AND ISOLATION

Du Kuanwen, Zhang Hongyue, Wang Yulin

(4th Dept., Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT

Detection filter, which is actually a specific class of observers, can fix the output error direction of the system, so that it can be associated with a particular failure mode and its known design failure direction. The detection filter algorithm developed by White & Speyer is applied to a sensor fault detection and isolation system in an aeroengine control system. A nonlinear engine computer simulation model is set up and used to process the close-loop simulation which includes sensor fault detection and isolation system. An isolation method is presented to isolate the fault sensor location. The results of the simulation show that the present fault detection and isolation system is very effective.

Key words Fault detection Linear systems Sensors Detection filters